

KALMAN FİLTRELEME YÖNTEMİYLE OTONOM HAVA ARAÇ NAVİGASYONUNDA GPS/INS ENTEGRASYONU

Erkan BEŞDOK¹, Ali Erdem ÖZÇELİK²

¹Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Jeodezi ve Fotogrametri Mühendisliği Bölümü KAYSERİ ebesdok@erciyes.edu.tr

²Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Jeodezi ve Fotogrametri Mühendisliği Bölümü KAYSERİ aeozeclik@erciyes.edu.tr

ÖZET

Navigasyon uygulamalarında otonom araçların kullanımı tercih edilmektedir. Otonom hava araçlarının gelişimi özellikle düşük maliyetli navigasyon verisi elde edilmesini sağlamaktadır. Günümüzde en yaygın olarak kullanılan konum belirleme sistemi GPS'tir. GPS destekli veri algılama sistemleri navigasyon uygulamalarında, görüntü işleme uygulamalarında, hava kontrol sistemlerinde, ulaştırma ve hedef izleme gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Atmosferik koşullar ve fiziksel çevre şartlarından dolayı GPS sinyallerinde kesinti ya da bir takım bozulmalar oluşmaktadır. GPS, özellikle kapalı alanlarda, navigasyon amacıyla gerekli donanımlara sahip ek algılayıcı sistemlerle desteklenmektedir. İnersiyal Navigasyon Sistemler (INS) olarak adlandırılan algılama sistemleri bu amaçla kullanılmaktadır. Bu çalışmada GPS/INS entegrasyonunun önemi üzerinde durulmakta ve çalışma kapsamında gerçekleştirilen simülasyon tabanlı veri entegrasyonu ve sonuçları aktarılmaktadır.

Anahtar Sözcükler: GPS, INS, Kalman Filtreleme

ABSTRACT

GPS/INS INTEGRATION WITH KALMAN FILTERING METHODS FOR AUTONOMOUS AIR VEHICLES

Using the autonomous vehicle is favoured on navigation applications. Development of the autonomous air vehicles especially provide the low cost navigation data. Today, GPS is the most commonly used positioning system. GPS aimed data sensing systems are used in many fields as navigation application, image processing, in air control systems, transportation and target tracking applications. Because of the atmospheric conditions, physical environmental effects GPS are exposed to cut off the signals or some signal deformations. Especially in the coverage areas to perform the navigation application it is necessary that GPS have to be integrated to the additional sensors. The sensor called Inertial Navigation System (INS) is used for this reason. In this paper outlines importance of GPS/INS integration and presents an application of simulation based data integration and its results.

Keywords: GPS, INS, Kalman Filtering

1. GİRİŞ

Uydu tabanlı konum belirleme ve navigasyon sistemleri anlık (real-time) uygulamalarda tercih edilmektedir. Hareketli objelerin konum belirleme ve navigasyon uygulamalarında Doppler Etkisini kullanan, Amerika donanma TRANSIT navigasyon uydu sistemi ilk sistem olarak bilinmektedir. Günümüzde GPS en yaygın kullanılan uydu tabanlı konum belirleme sistemidir. Kentsel, kırsal ve kapalı alanlarda uydu sinyallerinin kesintiye uğraması GPS uygulamalarında problemler oluşturmaktadır. Bu tür problemlerin engellenmesi amacıyla GNSS tabanlı konum belirleme teknolojileri kapsamında GPS, inersiyal ölçüm donanımları (IMU) olarak adlandırılan ek donanımlarla desteklenmektedir [1,2].

İnersiyal navigasyon sistemleri hava, kara, deniz ve uzay araçlarının konum belirleme, hedef izleme ve navigasyon uygulamalarında GPS donanımına ek olarak kullanılan sistemlerdir. Sisteme ait inersiyal algılayıcılar (jiroskop ve ivmeölçerler) sistemin ivmelenmesini, açısal hızlanmasını ve dönüklüklerini ölçerek bu verileri sistemin anlık konum verilerine dönüştürmektedir [2,3,4]. INS ölçümlerinde zamana bağlı olarak hata birikimleri artmaktadır. GPS ölçümlerindeyse hatalar zamandan bağımsızdır. Kısa zaman aralığında etkin sonuçlar veren INS ile uzun zaman aralıklarında etkin sonuçlar veren GPS verilerinin entegrasyonu daha çok kullanılmaktadır [1,2,4]. Bundan dolayı GPS/INS entegrasyonu güvenilir ve daha doğru konum ve navigasyon bilgisi sağladığından küçük ölçekli hassasiyet gereken uygulamalarda tercih edilmektedir [4].

INS sistemlerinin çok maliyetli olması karşısında düşük maliyette bir çözüm GPS/INS entegrasyonu ile oluşturabilmektedir. Bu iki sistemin entegrasyonu, INS üzerindeki hataların azaltılmasına ve düşük maliyetli IMU sistemlerinin kullanılmasını sağlamaktadır. Böylece düşük maliyetli entegre sistemleri, yüksek maliyette gerçekleştirilen uzaktan kontrollü araçlar, otonom araçlar, askeri uygulamalar vb. için geliştirilebilmektedir [2,3].

Otonom araçlar üzerine yapılan araştırmalar son yıllarda hız kazanmakta ve birçok araştırma teknikleri bu sistemler üzerinde uygulanmaktadır. Otonom hava araçları sivil ve askeri amaçlı uygulamalarda önemli rol oynamaktadır.

Kullanıcı kontrolüyle, bu sistemlerin geliştirilerek daha aktif olarak kullanılması için gerek sivil gerekse askeri alanda çalışmalar devam etmektedir [5]. Otonom sistemler trafik kontrol-izleme, afet yönetimi, tarım, maden arama gibi uygulamaların yanında navigasyon amaçlı hedef izleme, fotogrametrik algılama ve ölçme alanlarında da kullanılmaktadır [5,6]. Özellikle video tabanlı hedef izleme ve konum belirleme gibi uygulamalarda otonom sistemlerin daha çok ön plana çıkması, jeodezik uygulamalarda otonom araç navigasyon sistemlerinin daha da geliştirilmesine neden olmuştur [7].

Düşük maliyetinin yanında gelişmiş otonom sistemlere göre basit yapıda olması küçük ölçekli otonom hava araçlarının navigasyon uygulamalarında kullanımının artmasını sağlamaktadır. Bir kontrol yönetim merkezinden sürdürülebilir hedef izleme ve navigasyon amaçlı uygulamalarda büyük ölçekli otonom hava araçlarına ek olarak orta-küçük ölçekli otonom hava araçlarının entegre olarak kullanımına dair bir çok strateji geliştirilmektedir [8,9].

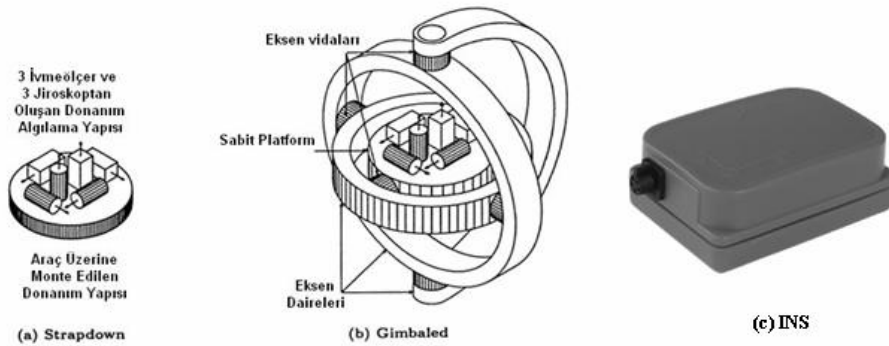
GPS ve INS navigasyon sistemlerinin entegrasyonunda özyineli veri algoritması olarak kabul edilen Kalman filtreleme yöntemi kullanılmaktadır. Kalman Filtreleme yöntemi ölçü dinamikleri, verideki gürültü ve sisteme ait başlangıç değerlerini kullanarak elde edilen verileri işleyen ve minimum hatayla sisteme ait durum kestirimlerini gerçekleştiren bir algoritmadır [4].

2. NAVİGASYON VE KONUM BELİRLEME SİSTEMLERİ

2.1. İnersiyal Navigasyon Sistemleri (INS)

İnersiyal ölçüm donanımları üç tane ivmeölçer ve üç tane jiroskoptan oluşmaktadır. İvmeölçerler araca ait ivmelenme ve yer çekimi kuvvetini inersiyal referans düzleminde ölçmektedir. Jiroskoplara aracın yeryüzüne göre açılma hızlanma değerlerini inersiyal referans düzlemine göre belirlemektedir. Navigasyon hesaplayıcı inersiyal verileri algılamada ve işlemede iki fonksiyon çalıştırmaktadır. İlk olarak dikey referans yerel yer çekim vektörü ve azimut referans yeryüzü hız vektörü kuzey bileşeni kullanılıp bir başlangıç dönüklük değeri oluşturularak doğrultulama yapılmaktadır. Kuzey yönüne göre bilinen bir azimuta sahip ve yerel seviyede navigasyon referans koordinat düzlemi oluşturulduktan sonra navigasyon hesaplayıcı serbest-inersiyal navigasyon moduna geçmektedir. INS nin dış kaynaklı navigasyon sinyallerine gerek duymadan mekanizmanın kendini doğrultulaması en önemli avantajlarından [1,2].

İnersiyal navigasyon sistemler Gimbaled (platform) sistemler ve Strap-down sistemler olmak üzere iki gruba ayrılmaktadır. Gimbaled sistemlerde üçlü ivmeölçer, 3 adet jiroskoptan iç kısımdaki eksen dairesine sabitlenerek monte edilmiştir (Şekil.1(a)). İç kısımdaki eksen dairesi araç dönüklüklerine karşı izole edilmiştir ve sistemin hareketi boyunca istenilen yönelimlerde araç hareketleri sabitlenmektedir. Sabit platform üzerinde bulunan jiroskoplara platformun herhangi bir dönüklük anını algılamak için kullanılır. Elde edilen veriler platformun dengede kalabilmesini sağlamak amacıyla servo geri besleme loplari ile eksen daire milleri dönme momentleri erişim düzeneğinde eksen dairelerinin kontrolü için kullanılır. Strap-down inersiyal navigasyon sistemleri dik ivmeölçerler kullanırlar ve jiroskop uçlülere hareketli aracın eksenleriyle ilişkilendirilir (Şekil.1(b)) [2,10].



Şekil 1. İnersiyal ölçü donanım yapıları [2,11,12].

2.1.1. İnersiyal Sistemleri Hataları

INS sistemlerin tasarımı için standartlar olmadığından sistem hata kaynakları oldukça fazladır. Genel hata kaynakları şu şekilde sınıflandırılabilir [2,10];

- Konum ve hız başlangıç değerlerinin kestiriminden kaynaklanan sıfırlama hataları
- Gimbalların başlangıç doğrultulama süreleri ya da strapdown sistemlerde yönelim doğrultularının navigasyon eksenlerine göre kosinüsünden kaynaklanan doğrultulama hataları
- Zamanla algılayıcı kalibrasyonunda oluşan değişikliklerden kaynaklanan algılayıcı kompensasyon hataları
- Araç değişkenleri üzerinde bilinmeyen yerçekimi modelleme hata etkileri anlamına gelen yerçekimi model hataları

İnersiyal navigasyonda durum algılamalarında kullanılan jiroskoplar inersiyal donanım olarak ta adlandırılmaktadır. Jiroskoplar için hata modelleri başlıca iki amaç için kullanır [2,10];

- i. Jiroskop oluşum parametre fonksiyonlarının tahmin edilmesi
- ii. Oluşan hataların kalibrasyonu ve telafi edilmesi

Jiroskoplarda başlıca hata kaynakları, sapmalar, eksen kayıklıkları, üçlü jiroskopların kümelenmesi ve ivme hassasiyeti vb. gibidir. Kullanım amaçlarına göre ivme algılayıcılar jiroskobik ivmeölçerler, sarkık ivmeölçerler vb. gibi. İvmeölçerler için başlıca hata kaynakları; sapmalar, parametre doğrulukları büyük orandaki dönüklüklerden dolayı savurma (merkezkaç) ivme etkileri ve açısal ivme hassasiyeti vb. gibidir [2,10].

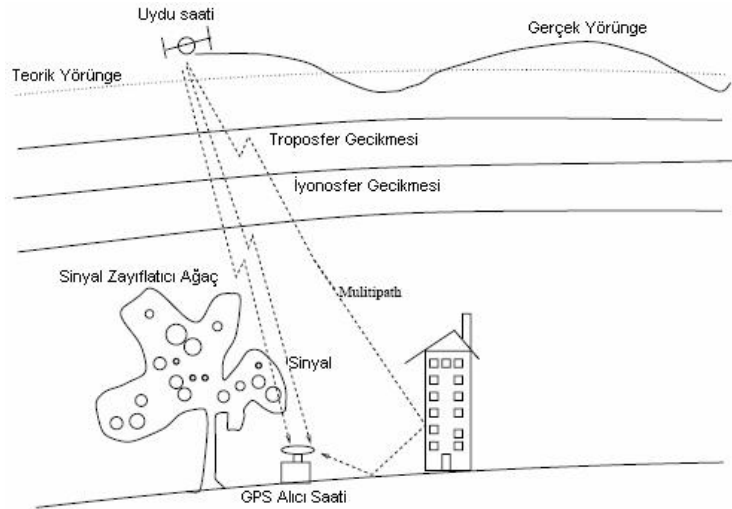
2.2. Global Konum Belirleme Sistemleri (GPS)

GPS uydü yörüngeleri yeryüzüne 20200 km mesafesinde bulunmaktadır. GPS uydü sinyalleri $L_1 = 1575.42 \text{ MHz}$ ve $L_2 = 1227.6 \text{ MHz}$ olmak üzere iki frekans değerini içermektedir. Atmosferdeki gecikmelerin modellenmesi amacıyla farklı frekanstaki L_1 ve L_2 dalga boyları kullanılmaktadır. Bu sinyaller C/A kod ve P kod olmak üzere bir ya da iki PRN (Pseudo Random Noise) kodlarıyla modüle edilmektedir. L_1 taşıyıcı faz C/A ve P kod kullanılarak modüle edilirken L_2 taşıyıcı faz sadece P kodu kullanılarak modüle edilmektedir. C/A kodu asıl GPS frekans değerinin (10.23MHz) 1/10 oranında gönderilmektedir ve her bir milisaniyede tekrarlanmaktadır. P kodu asıl frekans değerinde gönderilmektedir ve her 267 günde bir tekrarlanmaktadır. GPS alıcıları, pseudorange diye adlandırılan, uydü ile kullanıcı arasındaki uydü sinyalinin görünür geçiş zamanını ölçmektedir. Pseudorange alıcı saat sapmalarını ve sinyal gecikmelerini içermektedir [1,2].

GPS kendi kendini yöneten ya da otomatik bir sistem değildir. Konum belirlemenin gerçekleştirilmesi algılayıcıların yeterli uyduları görmesi gerekmektedir. Uydü görünürlüğü binalar, köprüler, tüneller gibi yapılanmalardan dolayı azalabilmektedir. Kinematik uygulamalarda, elektronik parazitler ya da diğer engellemeler algılayıcının taşıyıcı faz dalgalarını algılamasında hatalara/eksikliklere neden olabilmektedir. Birçok algılayıcının veri frekansı genellikle 1 Hz. dir. GPS ile konum belirlemede karşılaşılan hataların büyük bir kısmı tahmin edilmesi zor atmosferik etkilerdir [2,10].

2.2.1. GPS Hataları

Multipath, iyonosfer gecikmesi, troposfer gecikmesi, sinyal zayıflaması uydü saat ve alıcı saat hatası olmak üzere GPS ölçü hataları Şekil 2'de gösterilmektedir.



Şekil 2. GPS ölçü hataları [2,13].

Tablo 1 incelendiğinde en çok hata kaynağı alıcı saatinden kaynaklanmaktadır. Bir sonraki hata kaynağı ise sinyal izlediği atmosferdeki katmanlardan kaynaklanmaktadır. Bu katmanlar, yüksekliği 50 km ile 1000 km arasında değişen ve serbest elektronlar içeren iyonosfer tabakası ve sinyal dağılımının olmadığı ve nötr elektrik parçacıklarını içeren troposfer tabakasıdır [2,10].

Tablo 1. GPS hata kaynakları ve hata boyutları [2,10].

Hata Kaynağı	Hata Boyutu
Alıcı saat (Senkronize) hatası	1 μ s (300m)
Uydu saati hatası	20 ns (6m)
Uydu saatinden UTC zaman sistemine senkronize hatası	100 ns (30 m)
Seçici Erişebilirlik (SA) hatası	100 m
Uydu yörünge hatası	20 cm
Troposfer Gecikmeleri	< 30 m
İyonosfer Gecikmeleri	< 150 m
Multipath	<5 m (P-kod); <5 cm (faz)
Alıcı gürültüsü	1 m (C/A kod) 0.1 m (P-kod)

3. KALMAN FİLTRELEME YÖNTEMİ VE GPS/INS ENTEGRASYONU

1960 yılında R.E. Kalman tarafından tasarlanan Kalman Filtreleme yöntemi o yıllardan günümüze kadar mühendislik ve istatistik gibi birçok alanda kullanılmak üzere geliştirilmiştir. Kullanıldığı uygulama alanlarında tercih edilen bir yöntem haline gelmiştir. Kalman filtreleme yöntemi lineer ve lineer olmayan dinamik sistemlerin durum değişkenlerinin kestiriminde kullanılmaktadır. Radyo dalgalarının ve radar sinyallerinin tanımlanmasında, sismik verilerin analizinde ve görüntü işlemede Kalman Filtreleme yöntemi uygulanabilmektedir [2,14].

Kalman Filtreleme yöntemi üç kısımdan oluşmaktadır. İlk olarak $t = t_k$ olduğu durumda dinamik sistemin t_k zamanında durum değişken değerlerinin, sistemin t_k anındaki durum değişkenlerinden faydalanarak hesaplanması öncül kestirim olarak adlandırılmaktadır. İkinci olarak $t = t_k$ olduğu durumda dinamik sistemin t_k anındaki durum değişken değerleri t_k anındaki ölçülerde kullanılarak hesaplanması filtreleme olarak adlandırılmaktadır. Son olarak $t > t_k$ olduğu durumda dinamik sistemin t_k anındaki değişkenleri t_k anına kadar yapılan bütün ölçülerle birlikte hesaplanması yumuşatma olarak adlandırılmaktadır [2,14].

Kalman filtresinin matematik modeli, dinamik ve ölçme modelleri olmak üzere iki kısımdan oluşmaktadır. Sürekli Kalman filtresinde dinamik model, n . dereceden lineer diferansiyel denklemlerle tanımlanmaktadır [2,14];

$$\dot{x} = Fx + w = \frac{d^2x}{dt^2} \quad (3.1)$$

Bu diferansiyel eşitlik bir $\Delta t = t_k - t_{k-1}$ aralığı için tanımlandığında, kesikli Kalman Filtresi için dinamik model;

$$x_k = Ax_{k-1} + w_k \quad (3.2)$$

ve ölçme modeli de;

$$z_k = Hx_k + v_k \quad (3.3)$$

eşitlikleriyle tanımlanmaktadır [2,14]. Burada;

\dot{x}	Sürekli Kalman Filtresinde durum vektörünü
F	Sürekli Kalman Filtresinde diferansiyel denklemin katsayılar matrisini
x_k	Kesikli Kalman Filtresinde t_k anındaki durum vektörünü
x_{k-1}	Kesikli Kalman Filtresinde t_{k-1} anındaki durum vektörünü
A	Kesikli Kalman Filtresinde t_{k-1} anından t_k anına geçiş matrisini
w_k	Dinamik modele ait rastgele hata (gürültü) vektörünü
z_k	t_k anındaki ölçü vektörünü
H	Ölçme modeline ait dizayn matrisini
v_k	ölçülere ait rastgele hata (gürültü) vektörünü göstermektedir.

Sonuç olarak Kalman Filtre eşitlikleri;

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k-1} + K_k (z_k - H \hat{x}_{k-1}) \quad (3.4)$$

$$P_k = (I - K_k H) P_{k-1} (I - K_k H)^T + K_k R K_k^T \quad (3.5)$$

şeklinde ifade edilmektedir [2,14].

Burada K_k , Kalman kazanç matrisi olarak isimlendirilmektedir ve

$$K_k = P_{k-1} H^T (H P_{k-1} H^T + R)^{-1} \quad (3.6)$$

eşitliğiyle ifade edilmektedir. (4.17) eşitliği (4.16) varyans-kovaryans eşitliğinde yerine konduğunda filtre edilmiş durumun varyans-kovaryans matrisi daha basit olarak;

$$P_k = (I - K_k H) P_{k-1} \quad (3.7)$$

şeklinde ifade edilmektedir [2,14].

3.1. GPS/INS Entegrasyonu

Günümüzde birçok araç navigasyon sistemleri konum belirlemede GPS tabanlı çalışmaktadır. Konum bilgisi temini, araç takibi, acil durumlarda iki nokta arasındaki en kısa güzergâh bilgisi tarifi, yerleşim alanlarının konumlandırılması gibi uygulamalarda GPS kullanımı önemli ölçüde artmaktadır. Ancak, GPS belirtilen uygulama bilgilerini sadece açık alanlarda kullanıcıya saplayabilmektedir. Diğer tabirle, sinyal kesilmeleri ve zayıflamalarından dolayı kentsel yapılaşmaların yoğun olduğu alanlarda ve kapalı alanlarda GPS tabanlı navigasyon sistemleri tam olarak kullanılamamaktadır. Bu nedenle, sinyal kesilmesi ve zayıflaması durumlarında sürekli navigasyon verisi sağlaması amacıyla GPS diğer navigasyon tabanlı algılayıcılarla entegre edilmesi gerekmektedir [1,2].

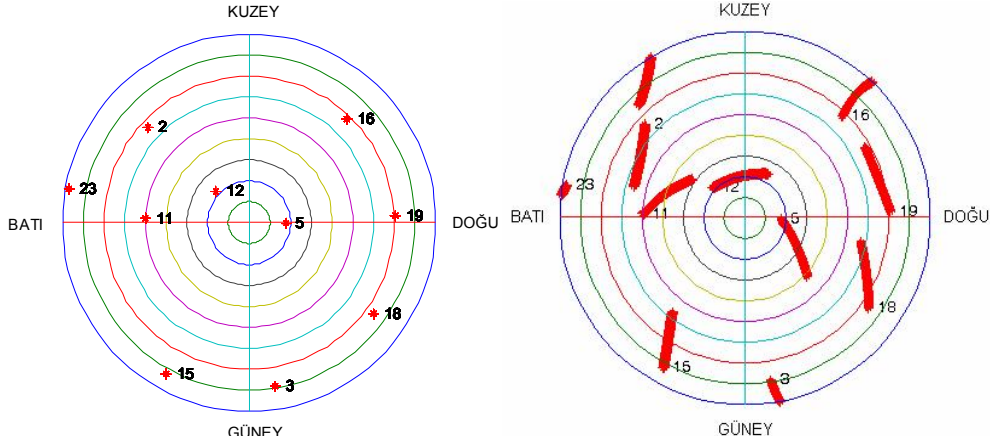
GPS ve INS donanımlarının entegrasyonu için birçok yöntem mevcuttur. Tüm yöntemler GPS ölçümleri tabanlıdır. GPS konum ve hız verilerinin mevcut olması durumunda her iki sistem geniş bağlı (loose coupled) yapısı kullanılarak, Doopler ve pseudorange ölçümleri gibi ham GPS ölçümlerinin mevcut olması durumunda ise sıkı bağlı (tight coupled) yapısı kullanılarak entegre edilmektedir. Entegre yapıları, entegre edilmiş navigasyon sistemleri destekli uygulamaların türüne göre belirlenmektedir [2,15]. Loose Coupled entegrasyon yönteminde, INS verilerinin hesaplanmasında işlenmiş GPS verileri kullanılmaktadır. Tight Coupled yöntemindeyse ham GPS verileri kullanılmaktadır. Entegrasyon yöntemleri için open-loop ve closed-loop olmak üzere iki entegrasyon döngü yapısı bulunmaktadır. Open-loop yapısında, GPS verileri kullanılarak INS hataları kestirimi gerçekleştirilmektedir. Closed-loop yapısında, Kalman filtreleme yöntemiyle elde edilen hata kestirimleri kullanılarak INS hesaplayıcı mekanizmasında algılayıcı hatalarının telafi edilmesine dayanmaktadır [2,16]. Tablo 2'de INS, GPS ve GPS/INS entegre sistemlerinin kıyaslaması gösterilmektedir [1,2].

Tablo 2. INS, GPS ve GPS/INS karşılaştırılması [1].

	INS	GPS	GPS/INS
Avantajlar	<ul style="list-style-type: none"> Kısa zaman periyodunda yüksek konum ve hız doğruluğu Gerçek yönelim bilgileri Yüksek oranda ölçme hızı Otonom, özerk Sinyal kesintisi yok 	<ul style="list-style-type: none"> Uzun zaman periyodunda yüksek konum ve hız doğruluğu Zamandan bağımsız sürekli doğruluk Yerçekimine duyarsız 	<ul style="list-style-type: none"> Yüksek konum ve hız doğruluğu Hassas yönelim belirleme Yüksek veri hızı GPS kesikliği boyunca navigasyon veri temini Cycle slip algılaması
Dezavantajlar	<ul style="list-style-type: none"> Zaman arttıkça doğruluktaki bozulma Yerçekimi etkisi Sıfırlama, doğrultulama ve uygulama anında kalibrasyon gerekliliği 	<ul style="list-style-type: none"> Gürültülü yönelim bilgileri Düşük oranda ölçme hızı Otonom/özerk değil Cycle slip ve loss of lock 	<ul style="list-style-type: none"> GPS sinyal yakalama zamanının azalması Yer çekim vektörünün belirlenmesi Gürültü rezistansı

4. GPS/INS ENTEGRASYONU BENZETİMİ UYGULAMASI

Uygulamada Satellite Navigation Toolbox 3.0 yazılım araç kutusundan ihtiyaç duyulan kodlar kullanılarak GPS sistemi simülasyon tabanlı olarak oluşturulmaktadır. Uygulamanın ilk aşaması olarak GPS sistemine ait gözlemlere başlangıç zamanının saniye olarak ifade edilmesi gerekmektedir. Burada belirtilen zamanın GPS zamanı olduğu ve yerel zamanla ilişkili olmadığı unutulmamalıdır. Kayseri Organize Sanayii Bölgesi GPS gözlemlerinin benzetimi için uygulama alanı olarak tercih edilmiştir. GPS gözlem uygulaması için zaman $t=115200$ saniye olarak seçilmiştir ve ardından kullanıcıya ait, $38^{\circ}.729458$ enlem, $35^{\circ}.372922$ boylam ve 1077 m yükseklik verileri kullanılmıştır. Elde edilen uydu dağılımı ve uydu dağılımlarının değişimi Şekil 3(a) ve Şekil 3(b)'de gösterilmektedir.

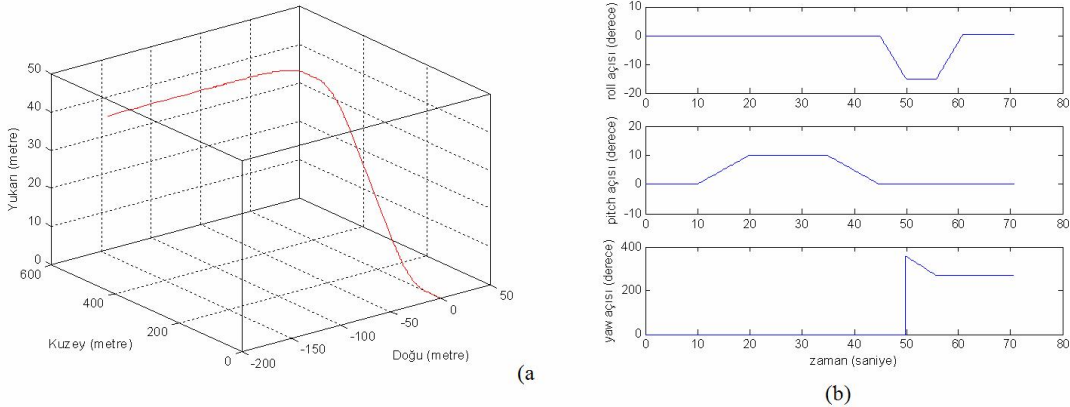


Şekil 3. GPS gözlemi boyunca uydu dağılımı (a) ve uydu dağılımının değişimi (b).

Uygulamada GPS epok süresi, gözlem süresi 10 dakika olmak kaydıyla, $t_0=115200$ sn – $t_1=115800$ sn olarak belirlenmiştir. Sisteme GPS parametreleri yüklenerek seçilen zaman aralığında 1 Hz. ve ufuktan 5° den yüksek olan GPS uyduları kullanılarak uydu konum bilgileri elde edilir ve GPS gözlem epok ölçümlerine başlatılarak uydulara ait pseudorange değerleri ve DOP değerleri elde edilir. Tüm bu aşamalardan sonra En Küçük Kareler Yöntemine göre pseudorange ölçümleri ve uydu konum bilgileri doğrultusunda kullanıcıya ait konum bilgileri elde edilmektedir.

4.1. INS Ölçümleri Benzetimi ve Uçuş Güzergahları Tasarımı

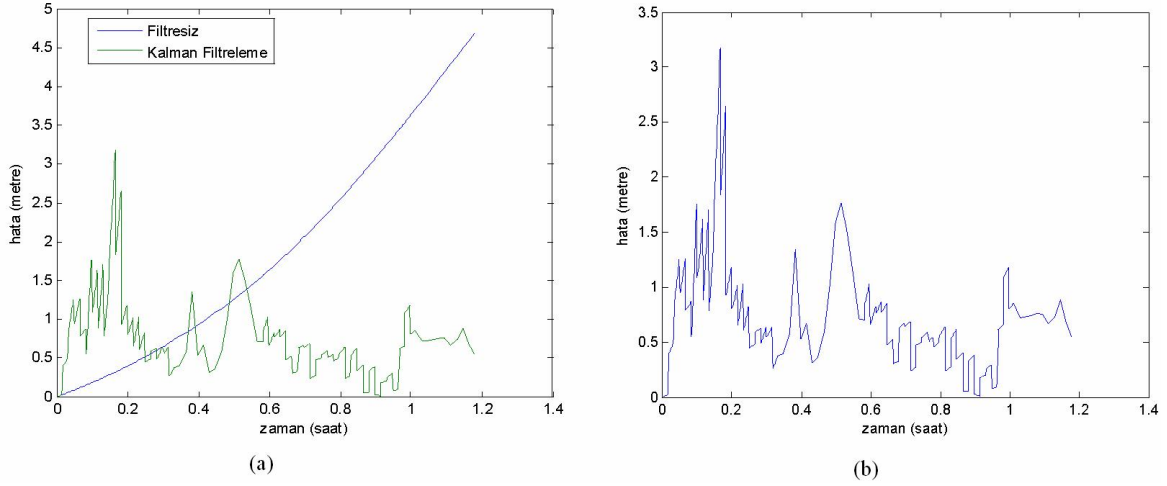
Gerekli olan tüm parametre değerlerinin tanımlanması ve doğrultu kosinüsleri matris değerlerinin hesaplanmasının ardından üretilen navigasyon güzergahı, ENU (east, north, up) koordinat değerlerini ve INS ölçü değerlerini kapsamaktadır. GPS/INS uçuş güzergahı benzetim uygulamasında Kayseri Organize Sanayii Bölgesinde bir noktayı ifade eden enlem, boylam ve elipsoidal yükseklik değerleri başlangıç konum değerleri olarak kullanılmıştır. Sisteme ait başlangıç hız, konum, ivme, dönüklük açı değerlerinin tanımlanmasının ardından INS ve GPS ölçüm benzetim uçuş güzergahı tasarımı gerçekleştirilmiştir. Uçuş güzergahı ve dönüklük açı değerleri Şekil.4'te gösterilmektedir.



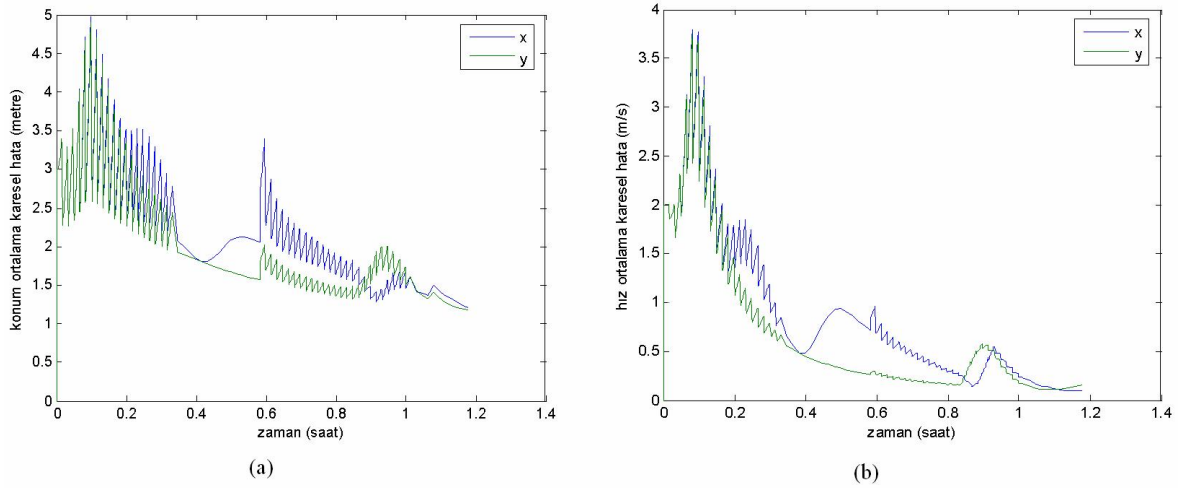
Şekil 4. Benzetim sonucunda oluşturulan uçuş güzergahı (a) ve dönüklük açı değerleri (b).

4.2. Kalman Filtreleme Yapısıyla GPS/INS Entegrasyonu Uygulaması

Navigation System Integration and Kalman Filter Toolbox yazılım araç kutusundan gerekli olan kodlar kullanılarak, yukarıda yapılan benzetim uygulamasında üretilen GPS/INS verilerinin Kalman filtreleme yöntemiyle entegrasyonu uygulamasında elde edilen sonuçlar Şekil 5 ve Şekil 6'da gösterilmektedir.



Şekil 5. Kalman filtreleme öncesi (a) ve sonrası yatay konumsal hata (b).



Şekil 6. Kalman filtreleme 'x' ve 'y' yönünde konum (a) ve hız (b) ortalama karesel hatası

5. SONUÇLAR

Bu çalışmada Matlab yazılımına ait Satellite Navigation Toolbox 3.0, Inertial Navigation System Toolbox 3.0 ve Navigation System Integration and Kalman Filter Toolbox araç kutuları kullanılarak GPS ve INS verileri benzetimi yapılmıştır. GPS/INS veri entegrasyonu uygulaması simülasyon tabanlı olarak Kalman filtreleme yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Uygulama sonuçlarından elde edilen bulgular;

- Bu çalışmada Kalman filtreleme yönteminden elde edilen sonuçlar, sınırlı genişlikteki alanlarda gerçekleştirilmesi düşünülen düşük maliyetli navigasyon uygulamalarında istenen hassasiyetin Kalman filtreleme yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen GPS/INS veri entegrasyonu uygulamasında elde edilebileceği görülmüştür.
- Sınırlı genişlikteki kentsel alanlarda video tabanlı otonom sistemlerle ölçme uygulamalarında maliyet ve kullanım avantajları sağlayacağı düşünülmektedir.
- Küçük ölçekli otonom hava araçları navigasyonu amaçlı fotogrametrik haritalama uygulamalarında istenen hassasiyette konumsal verilerin elde edilebileceği kanısına varılmıştır.
- Sınırlı büyüklükteki kapalı alanlarda GPS/INS tabanlı otonom hava araç navigasyon uygulamalarının geliştirilebileceği görülmüştür.

KAYNAKLAR

1. Chiang, K.W., 2004. "INS/GPS Integration Using Neural Networks for Land Vehicular Navigation Application", Ph.D. Thesis, University of Calgary, Alberta, Canada.
2. Özçelik A. E., 2009. "Kalman Filtreleme Yöntemi Kullanılarak GPS/INS Veri Entegrasyonu", Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kayseri.
3. Walchko, K.J., 2002. "Low Cost Inertial Navigation: Learning to Integrate Noise and Find Your Way", Msc. Thesis, University of Florida, Florida.
4. Bayraktar L.H., Kundak N., 2004. "Düşük Maliyetli Alıcılarla, İnsansız Hava Araçları için Geliştirilen Ataletsel Navigasyon ve GPS Entegrasyonu Uygulaması" HITEK 2004 Havaacılıkta İleri Teknolojiler Sempozyumu Bildiriler Kitabı Cilt-2, Hava Harp Okulu, 9 Aralık 2004, Yeşilyurt, İstanbul.
5. Doherty P., 2004. "Advanced Research with Autonomous Unmanned Aerial Vehicles" In Proceedings of the 9th International Conference on Principles of Knowledge Representation and Reasoning. KR'2004. Invited Talk. American Association for Artificial Intelligence.
6. Eisenbeiss H., 2004. "A Mini Unmanned Aerial Vehicle (UAV): System Overview and Image Acquisition", International Workshop on Processing and Visualization Using High-Resolution Imagery, 18-20 November 2004, Pitsanulook, Thailand.
7. Bayraktar L. H., Kundak N., 2005. "İnsansız Hava Araçları İçin Uçuş Kontrol Sistemleri ve Test Edilmiş Bir Uygulama" TOK'05- Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, 2-3 Haziran 2005, İstanbul.
8. Bayraktar S., Bayraktar L. H., 2004. "İdealden Gerçeğe Bir İnsansız Uçak Projesi", HITEK 2004 Sempozyumu, Hava Harp Okulu.
9. Bayraktar S., Fainekos G.E., Pappas G.J., 2004. "Experimental Cooperative Control of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles", 43rd IEEE Conference on Decision and Control, December 14-17, Atlantis, Paradise Island, Bahamas.
10. Kocaman, S., 2003. "GPS and INS Integration with Kalman Filtering for Direct Georeferencing of Airborne Imagery", Geodetic Seminar Report, ETH Hönggerberg, Zurich.
11. Grewal, M.S., Weill, L.R., Andrews, A.P., 2001. "Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration", John Wiley & Sons, Inc. Publication, ISBN 0-471-20071-9, New York.
12. <http://www.xsens.com/en/industrial-applications/mti>
13. Rönnbäck, S., 2000. "Development of a INS/GPS Navigation Loop for an UAV", Msc. Thesis, Lulea University of Technology.
14. İnce, C.D., 1999. "Dinamik Sistemlerin GPS ve Kalman Filtresi ile Anlık Olarak İzlenmesi", Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
15. Kubrak, D., 2007. "Hybridisation of a GPS Receiver with Low-Cost Sensors for Personal Positioning in Urban Environment", Ph.D. Thesis, Telecom Paris.
16. Godha, S., 2006. "Performance Evaluation of Low Cost MEMS-Based IMU Integrated with GPS for Land Vehicle Navigation Application", Msc. Thesis, University of Calgary, Alberta, Canada.
17. GPSoft LLC, Navigation System Integration and Kalman Filter Toolbox User's Guide, 2005.